

REMOTE FLIGHT CONTROL SYSTEM FOR PILOTLESS HELICOPTER

Publication number: JP8048297

Publication date: 1996-02-20

Inventor: YOKOTA KOICHI

Applicant: JAPAN AVIATION ELECTRON

Classification:

- international: A63H27/133; A63H30/00; B64C13/20; G05D1/00; G05D1/08; A63H27/00; A63H30/00; B64C13/20; G05D1/00; G05D1/08; (IPC1-7); B64C13/20; A63H27/133; A63H30/00; G05D1/00; G05D1/08

- European:

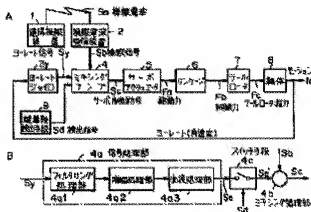
Application number: JP19940184692 19940805

Priority number(s): JP19940184692 19940805

Report a data error here

Abstract of JP8048297

PURPOSE: To prevent a remote flight control system of a pilotless helicopter having a function of increasing the stability of the angular speed in one, two or three axial directions or a function of holding the attitude from the automatic vibration and resonance phenomenon of the helicopter body on the ground which may be generated in the taking-off and landing. **CONSTITUTION:** A mixing amplifier 4 of flight controller provided with a taking-off and landing detecting means 9 for detecting whether a helicopter is taking-off or landing changes over the level of a signal Se' mixed with a maneuvering signal Sb to zero or small one when the output Sd of the taking-off and landing detecting means 9 is under the landing condition. On the other hand, a plurality of signal processing sections differing in the signal processing properties may be provided to selectively change over these outputs for mixing according to the Sd. A mechanical switch or pressure sensor turned on/off by its own weight is provided on a skid of the helicopter for example to constitute the taking-off and landing detecting means 9.



Cited Publication 3 (Japanese Unexamined Patent Application, First Publication No. H08-048297)

Key Points of the Claims

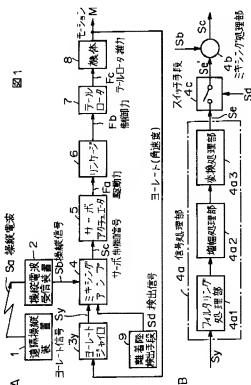
1. A remote flight control system for a pilotless helicopter comprising:
 - a remote control device which sends a control signal over wireless electric waves to a pilotless helicopter,
 - a control electric wave receiving device which is mounted on said pilotless helicopter and receives and detects a control electric wave transmitted from said remote control device, and outputs a control signal,
 - a movement measurement device comprising a rate sensor which detects the rotation angular velocity of the fuselage of said pilotless helicopter, or said rate sensor and an acceleration sensor which detects acceleration of the fuselage,
 - a mixing amp or flight control device which performs the necessary signal processing for attitude stabilization or attitude holding of the fuselage on the input signal from said rate sensor or movement measurement device, and mixes with this signal-processed signal the output (control signal) of the control electric wave receiving device and outputs this as a servo control signal,
 - a servo actuator which inputs said servo control signal and generates a driving force to control the fuselage, and
 - a linkage which transmits to a tail rotor or main rotor of said fuselage an output (driving force) of said servo actuator,
- said mixing amp or flight control device is provided with a takeoff and landing detection means which detects a takeoff state or landing state of said fuselage, and has a function wherein when the output of said takeoff and landing detection means is a takeoff state said signal-mixed signal is mixed as-is with said control signal, and when a landing state, the level of the signal-processed signal to be mixed is set to zero or made small.
3. The remote flight control system for a pilotless helicopter according to claim 1 or 2, wherein said takeoff and landing detection means further comprises a mechanical switch attached to a skid of the helicopter or a fuselage side which turns on/off according to takeoff and landing.
5. The remote flight control system for a pilotless helicopter according to claim 1 or 2, wherein said takeoff and landing detection means further comprises a pressure sensor which is pressed by the weight of the fuselage and attached to skid of the helicopter.

Explanation of the Embodiments

- Constitution of the Flight Control System 4' (Fig. 7)

Fig. 7 is a constitution block diagram of a remote flight control system having a flight control device 4' which utilizes a CPU and utilizes a movement measurement device 3' which measures the movement functions such as the angular velocity and attitude angle, heading angle, speed, acceleration and the like of the fuselage. The angular velocity signals Sp, Sr, and Sy which correspond to the pitch axis, roll axis and yaw axis as well as the acceleration signals for each axial direction, output from the movement measurement device 3', are input by the CPU 4a5 via the A/D converter 4a4 shown in Fig. 7B and, after several kinds of processing such as filtering processing, amplification processing and the like are performed, are then output to a conversion process portion 4a7 via a D/A converter 4a6. The CPU 4a5, according to the state of the signal Sd for reading in from the A/D converter 4a4 the takeoff and landing detection signal Sd, either outputs to the D/A converter 4a6 as-is each of the signals

which have been subjected to various kinds of processing, or stops the output. Further, because the output signal of the conversion processing portion 4a7 is converted so as to be mixing processable, it is output to the servo actuators 5, 5M as a servo control signal Scp, Scr, Scy after mixing with the control signal Sb in the mixing processing portion 4b. However, these servo actuators are actuators for driving the main rotor 7M and the tail rotor 7, and are not actuators for tactile feedback.



【特許請求の範囲】

【請求項1】 操縦信号を無線電波に乗せて無人ヘリコプタへ送信する遠隔操縦装置と、

前記無人ヘリコプタに搭載され、前記遠隔操縦装置から送信される操縦電波を受信検出して、操縦信号を出力する操縦電波受信装置と、

前記無人ヘリコプタの機体の1軸または2軸または3軸方向の回転角速度を検出するためのレートセンサもしくは当該レートセンサと機体の加速度を検出する加速度センサを有する運動測定装置と、前述のレートセンサもしくは運動測定装置からの入力信号に機体の姿勢安定化または姿勢保持に必要な信号処理を施し、その信号処理した信号を前記操縦電波受信装置の出力（操縦信号）にミキシングしてサーボ制御信号として出力するミキシングアンプまたは飛行制御装置と、前述のサーボ制御信号を入力して機体を制御するための駆動力を生成するサーボアクチュエータと、前述のサーボアクチュエータの出力（駆動力）を前記機体のテールロータまたはメインロータに伝達するリンケージと、

を少なくとも具備した無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システムにおいて、

新たに前記機体が離陸状態にあるか着陸状態にあるかを検出する離着陸検出手段を付加し、

前記離着陸検出手段の出力が離陸状態であるとき、前記信号処理した信号をそのまま前記操縦信号にミキシングし、または離陸状態であるときは前記ミキシングすべき信号処理した信号のレベルをゼロまたは小さくする機能を前記ミキシングアンプまたは飛行制御装置に設けたことを特徴とする、

無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【請求項2】 操縦信号を無線電波に乗せて無人ヘリコプタへ送信する遠隔操縦装置と、

前記無人ヘリコプタに搭載され、前記遠隔操縦装置から送信される操縦電波を受信検出して、操縦信号を出力する操縦電波受信装置と、

前記無人ヘリコプタの機体の1軸または2軸または3軸方向の回転角速度を検出するためのレートセンサもしくは当該レートセンサと機体の加速度を検出する加速度センサを有する運動測定装置と、前述のレートセンサもしくは運動測定装置からの入力信号に機体の姿勢安定化または姿勢保持に必要な信号処理を施し、その信号処理した信号を前記操縦電波受信装置の出力（操縦信号）にミキシングしてサーボ制御信号として出力するミキシングアンプまたは飛行制御装置と、前述のサーボ制御信号を入力して機体を制御するための駆動力を生成するサーボアクチュエータと、前述のサーボアクチュエータの出力（駆動力）を前記機体のテールロータまたはメインロータに伝達するリンケージと、

を少なくとも具備した無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システムにおいて、

新たに前記機体が離陸状態にあるか着陸状態にあるかを検出する離着陸検出手段を付加し、

信号処理特性の異なる複数の信号処理部を有し、前記離着陸検出手段の出力に応じて前記複数の信号処理部の出力を切換え選択して前記操縦信号にミキシングする機能を前記ミキシングアンプまたは飛行制御装置に設けたことを特徴とする、

無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【請求項3】 請求項1または2において、前記離着陸検出手段は、ヘリコプタのスキッドもしくは機体側に取付けられ、離着陸によってオン/オフする機械的スイッチを有することを特徴とする無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【請求項4】 請求項3において、前記離着陸検出手段は、ヘリコプタのスキッドの前後左右の4箇所もしくは複数箇所に取付けられ、離陸時オン→オフ（またはその逆）、着陸時オフ→オン（またはその逆）となる第1乃至第4スイッチを有し、離陸時それら全てのスイッチがオン→オフ（またはその逆）に切り換わったとき高レベル（または低レベル）の状態判断となり、着陸時それらスイッチの1つが最初にオフ→オン（またはその逆）に切り換わったとき低レベル（または高レベル）の状態判断となる検出信号を出力することを特徴とする無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【請求項5】 請求項1または2において、前記離着陸検出手段は、ヘリコプタのスキッドに取付けられ、機体重量により押圧される圧力センサを有することを特徴とする無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【請求項6】 請求項5において、前記離着陸検出手段は、ヘリコプタのスキッドの接地面に複数もしくは全面に渡って取付けられ、機体重量により押圧される前記圧力センサを有し、それら圧力センサの検出出力をそれぞれしきい値と比較し、離陸時全ての圧力センサの検出出力がしきい値以下となった時高レベル（または低レベル）、着陸時それら圧力センサの1つが最初にしきい値を越えた時低レベル（または高レベル）となる検出信号を出力することを特徴とする無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【請求項7】 請求項1または2において、離着陸モードによって前記ミキシングすべき信号処理した信号と前記操縦信号をミキシングする場合、オン/オフ切換時にミキシングすべき信号処理した信号をフェードイン/フェードアウトさせることを特徴とする無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システム。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システムに関し、特に離着陸時の自励振動による機体破損を防止するシステムに係わる。

【0002】

【従来の技術】現在市販されているラジコンヘリコプタ及び農業散布等に使用されている産業用無人ヘリコプタ(以後総称して無人ヘリコプタと呼ぶ)には飛行中の外乱から機首方位角を安定させるために有人ヘリコプタと同様、機体の角速度を検出するレートセンサであるジャイロ(機体固定座標系において機首方位角の回転軸をヨー軸と呼ぶため、当該ジャイロを単にヨーレートジャイロと呼ぶ)が搭載されている。

【0003】図10Aは従来の無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システムにおける機首方位制御系のブロック図であり、さらに図中のミキシングアンプ4は通常図10Bに示すように信号処理部4aとミキシング処理部4bで構成されている。ヨーレートジャイロ3yで検出した機首方位角の角速度信号(ヨーレート信号)Syはミキシングアンプ4に入力され、フィルタリング処理部4a1ではノイズ成分除去や機体制御に必要な周波数成分分離のための各種フィルタリング処理が、また増幅処理部4a2ではフィルタリング処理された前述の信号を所定のゲイン倍率で増幅する処理が、また変換処理部4a3では増幅された前述の信号を操縦信号Sbとミキシングするための前処理がそれぞれ施され、ミキシング処理部4bで遠隔操縦装置1から送られてくる機首方位制御用の操縦信号Sbと一緒にミキシング処理した後、サーボ制御信号Scとして出力し、最終的にテールロータ7を制御して機首方位を安定化させるしくみになっている。

【0004】しかし前述のような遠隔飛行制御システムにおける機首方位制御系は飛行中の機体の安定増大には非常に有効であるが、離着陸時において発生する大きな機体動作(モーション)のほかさまざまな機体振動をヨーレートジャイロ3yが角速度信号として拾ってしまうことから、さらにこの出力されたサーボ制御信号Scに従ってサーボアクチュエータ5及びリンクージ6が動作してテールロータ7の発生推力を変動させるために機体を不意に揺らすこととなる。これは前述の機首方位系に限らず全ての機体制御系にみられる現象であるが、特に機首方位制御系ではその影響が大きく、テールロータ7の推力変動が機体8を大きなモーメントアームL(図3A参照)で加振する格好になり、テールブームTを左右に揺らす自励振動(共振現象)が発生する。これはつまり機体振動がテールロータ7の推力によって増幅され、機体を強制的に振動させている状態に他ならず、従って本来の目的である外乱からの機体安定増大機能(SAS)として全く作用していない。

【0005】この自励振動は機体の種類や構造のほかセンサの取付方法によって形態が異なるが、場合によっては振動が激散して地上共振現象を引き起こし、機体の破損を招くなどの危険性がある。そのため通常は操縦者が機体の状態を見ながら遠隔操縦装置1でコントロールを行い、自励振動に到らないよう運用面でカバーしている

のが現状である。

【0006】以上、検出した角速度信号で飛行中の姿勢変化を抑制する機体制御系の安定増大機能と機体振動の関係について説明したが、一方離着陸時において発生する機体振動には前述の自励振動の他にホバリング中の機体姿勢を一定(水平)に保とうとする姿勢保持機能が原因で起こる振動がある。これは姿勢保持機能を有する飛行制御装置に特有の現象であり、図11に示すように機体8が傾斜のある地面Gから離陸する場合において姿勢保持機能の作用で機体8を水平に保つようにサーボアクチュエータ5を自動的に制御し、メインロータの回転面(ティップパスプレーン)Pを水平に角度変位させる制御(サイクリックピッチコントロール)を行うためである。このようにサイクリックピッチコントロールで回転中のメインロータに起こるフラッピング運動が振動として機体全体を加振するように作用することから、特に離陸直前のように重力と揚力が釣り合った無重力に近い状態でも、かつスキッドLgが地面Gに拘束されている条件のもとでは少しい振動でも発散状態(地上共振現象)に発展して機体の破損を招く危険性があるために、やはり操縦者が運用面でカバーしているのが現状である。

【0007】なお、前述のミキシングアンプ4はパルス幅変調信号等の2種類以上の信号同士を加算もしくは合成する場合に用いられる回路を有する飛行制御装置であるが、C/P U(中央処理部)を用いたデジタル信号処理回路より構成される飛行制御装置であっても全く同様な現象が発生し、同様な危険性が存在する。

【0008】

【発明が解決しようとする課題】以上述べたように、ヨー軸、ピッチ軸またはロール軸方向の角速度(または角度)の安定増大機能を有する従来の遠隔飛行制御システムでは離着陸時の機体振動を運動による角速度として検出してしまうためにどうして機体に自励振動が起きる欠点がある。またさらに姿勢保持機能を有する遠隔飛行制御システムであっても同様な欠点がある。

【0009】本発明の目的はこれら従来の欠点を排除し、離着陸時に機体を破損させるような地上共振現象を防止する遠隔飛行制御システムを提供することにある。

【0010】

【課題を解決するための手段】本発明は、遠隔操縦装置と、その操縦電波を受信する受信装置と、角速度を検出するためのレートセンサもしくは当該レートセンサと機体の角速度を検出する角速度センサとを有する運動測定装置と、前述のレートセンサもしくは運動測定装置からの入力信号に機体の姿勢安定化または姿勢保持に必要な信号処理を施し、かつ操縦信号とミキシングすることによって生成される信号をサーボ制御信号として出力するミキシングアンプまたは飛行制御装置と、前述のサーボ制御信号をもとに機体を制御するための駆動力を生成するサーボアクチュエータと、前述の駆動力を機体のメイ

ンロータもしくはテールロータに伝達するためのリンク
 ージとより成る従来の無人ヘリコプタの遠隔飛行制御シ
 ステムに対して、新たに機体の離着陸状態を検出するた
 めの手段を設け、その検出信号に基づいて機体が接地状
 態であるときは前述の信号処理した信号を操縦信号にミ
 キシングさせないように信号伝送ルートをオフにしたり
 、またミキシングされる場合でもミキシング量を減ら
 したり、また前述のレートセンサからの信号を処理する
 段階で増幅処理部のゲインを落としてしまうなどの手段
 を講じることによって、機体が離陸する直前及び着陸直
 後に姿勢安定化または姿勢保持機能をカットしたり、さ
 らにそれらの機能を抑制させることができるため自励振
 動の発生をおさえ、かつ地上共振現象による機体破損を
 防止することができる。

【0011】

【実施例】図1は本発明を遠隔飛行制御システムの機首
 方位制御系へ適用した場合のハードウェア構成ブロック
 図であり、図10と対応する部分に同じ符号を付してあ
 る。図1A中のミキシングアンプ4の中には図1Bに示
 されている様に、フィルタリング処理部4a1と、ゲイ
 ン倍率の調整を行う増幅処理部4a2と、操縦電波受信
 装置2より出力される操縦信号Sbとフィルタリング及
 び増幅処理されたヨーレート信号とがミキシング処理で
 できるよう前処理を行うための変換処理部4a3より成る
 信号処理部4aと、変換処理部4a3の出力Seをオン
 /オフするスイッチ手段4cと、操縦信号Sbとスイ
 ッチ手段4cの出力とをミキシングするミキシング処理部
 4bが含まれている。

【0012】次に各構成要素間の相互動作について説明
 する。まずヨーレートジャイロ3yは機体の機首方位角
 の角速度（ヨーレート）を検出してヨーレート信号Sy
 をミキシングアンプ4へ出力する。一方ミキシングア
 ンプ4では入力されたヨーレート信号Syに所望のフィル
 タリング処理、増幅処理、変換処理等を施す（図1B参
 照）。そしてヨーレート信号Syに前述の処理を施して
 得られた信号Seは、離着陸検出手段9からの検出信号
 Sdでオン/オフされるスイッチ手段4cを介してミキ
 シング処理部4bに供給される。従って機体が地上にあ
 る場合には離着陸検出信号SdがL（低レベル）とな
 り、スイッチ手段4cはオフに制御され、信号処理部4
 aの出力Seがミキシングされないこととなる。一方、
 機体が離陸して離着陸検出信号SdがH（高レベル）に
 なれば、スイッチ手段4cはオンに制御され、信号処理
 部4aの出力Seが操縦信号Sbとミキシングされ、サ
 ーボ制御信号Scとしてサーボアクチュエータ5へ出力
 されるため、結果的に飛行中は常時機首方位の安定化が
 図られることになる。（H、Lの極性は逆でもいい。）
 なお図1Bのスイッチ手段4cは信号処理部4aの入力
 側に設けてもよいし、信号処理部4a内の各機能ブロッ
 クの間に設けてもよい。或いは図2Aに示すように、離

着陸検出信号Sdによる制御によって増幅処理部4a2
 の増幅率をゼロまたは小さくすることもできる。

【0013】さらにスイッチ手段4cにフェードイン/
 フェードアウト回路を設け、信号Seのオン/オフ時に
 過大な信号がミキシング処理部4bに入力されたり、ま
 たトランジェント現象が生じないようにすることもでき
 る。一方、機首方位の安定化機能を抑制する場合には
 図2Bに示すように互いに安定化条件の設定の異なる第
 1、第2信号処理部4a-1、4a-2を設けておき、
 離着陸検出信号SdのL/Hに応じてスイッチ手段4c
 の可動接点aを固定接点bまたはc側に切換えるように
 すればよい。

【0014】図3Aは離着陸検出手段9を構成するために
 機械的に離着陸スイッチ9aを機体のランディングギ
 ヤ（スキッド）Lgに設けた場合の一例を示したもので
 ある。ただしヘリコプタは一般にロータの回転方向によ
 って機体が右もしくは左側に傾いた状態でホバリングす
 るため離着陸スイッチ9aは機体の傾く側のスキッドに
 取り付け、着陸時は最初に接地し、離陸時には地面から
 最後に離れるようにセットするのが望ましい。さらに機
 体の重量配分（重心位置）や傾斜した地面の状態により
 離着陸時のスキッドが最初に接地する位置及び最後まで
 地面に接地している位置が異なることがあるため、離着
 陸スイッチ9aを図3Bに示すようにスキッドの前後左
 右に複数取り付け、各スイッチで検出された離着陸状態
 を離陸時の場合と着陸時に分けて論理回路9eで判定処
 理を行い、図4Bに示すように機体全体の離着陸検出信
 号Sdを得ることができる。このようにすると、接地面
 の傾きや機体の重量配分（重心位置）の影響を受けるこ
 となく正確な離着陸状態を検出することができる。

【0015】また図5に示すように離着陸検出手段9を
 構成するために、圧力センサ9b1~9b4を複数使用
 し、その出力信号（接地圧力値）をそれぞれのコンパ
 レータ（比較器）9d1~9d4に入力する。また前述の
 コンパレータにはしきい値として設定圧力レベルが入
 力されているため、接地圧力が設定値以下になればその圧
 力センサ取付位置では機体が離陸したと判定して、論理
 回路9eへと信号を出力する。そして論理回路9eでは
 各コンパレータの出力信号をもとに離着陸状態を判定し
 て、図5Bに示すように機体全体の離着陸検出信号Sd
 を得ることもできる。このようにすると離着陸スイ
 ッチがスイッチとして機能しにくいところこぼな地面、降雪
 地、軟弱な地面などでもより正確に機体の離着陸状態を
 検出することができる。

【0016】以上、この発明の実施例を機首方位角の安
 定化を例にして説明したが、この発明による遠隔飛行制
 御システムはその他の機体制御系であるピッチ制御系
 （主に機体の縦運動（ピッチング）に関する制御系）や
 ロール制御（主に機体の横運動（ローリング）に関す
 る制御系）にも適用することができる。図6は本発明を機

首方位系に加えてピッチ系とロール系にも適用した場合のハードウェア構成ブロック図を示したもので、図10及び図1に対応する部分に同じ符号を付してある。図6Bに示すように機体の離着陸状態に応じて各制御系のスイッチ手段を自動的にオン/オフすることができる。

【0017】またこの発明による遠隔飛行制御システムはCPUを用いたデジタル信号処理回路を用いて実現することもできる。図7は機体の角速度や姿勢角、機首方位角、速度、加速度などの運動状態を測定するストラップダウン方式の運動測定装置3'を使用し、CPUを使用して飛行制御装置4'を持つ遠隔飛行制御システムの構成ブロック図である。図中において運動測定装置3'から出力された機体のピッチ軸、ロール軸、ヨー軸に対応する角速度信号Sp、Sr、Syや各軸方向の加速度信号は図7Bに示されるA/Dコンバータ4a4を介してCPU4a5に取り込まれ、各種のフィルタリング処理、増幅処理等が施されてからD/Aコンバータ4a6を介して変換処理部4a7へ出力される。途中CPU4a5は離着陸検出信号SdをA/Dコンバータ4a4から読み込んでいるため信号Sdの状態によって前述の各種処理が施された信号をそのままD/Aコンバータ4a6へ出力したり、また出力を停止するように動作する。さらに変換処理部4a7の処理によって、その出力信号はミキシング処理可能なように変換されているため、ミキシング処理部4bで操縦信号Sbとミキシングされて対応するサーボ制御信号Scp、Scr、Scyとしてサーボアクチュエータ5、5Mへ出力される。

【0018】なお、図7BのCPU4a5の演算処理フローチャートのメインルーチンの一例を図8Aに、サブルーチンの一例を図8Bに示す。

【0019】

【発明の効果】以上説明したように、この発明は離着陸検出手段9を設け、レートセンサ3もしくは運動測定装置3'で検出された離着陸時の機体振動が機体を安定化させるためのサーボ制御信号として出力されないよう

に、またさらに姿勢を保持させるためのサーボ制御信号として出力されないように操縦信号Sbとミキシング処理する以前の段階で信号成分のレベルをゼロまたは小さく制御することによって機体の自励振動を防止し、地上共振現象による機体破損を防止できる効果が得られる。

【図面の簡単な説明】

【図1】Aはこの発明を無人ヘリコプタの機首方位制御系へ適用した実施例の構成を示すブロック図、BはAのミキシングアンプ4の一例を示すブロック図。

【図2】図1Aのミキシングアンプ4の他の例を示すブロック図。

【図3】Aは離着陸検出手段を構成するために、離着陸スイッチを機体のランディングギヤ（スキッド）に設けた場合のヘリコプタの正面図、Bは離着陸スイッチをスキッドの前後左右の4点に設けた場合のスキッドの底面図。

【図4】Aは図3Bの離着陸検出手段9の一例を示すブロック図、Bはその波形図。

【図5】Aは図3Bの離着陸検出手段9の他の例を示すブロック図、Bはその要部の波形図。

【図6】Aは本発明を全ての機体制御系へ適用した場合の実施例を示すブロック図、BはAのミキシングアンプ4の一例を示すブロック図。

【図7】Aは本発明の他の実施例を示すブロック図、BはAの飛行制御装置4'の一例を示すブロック図。

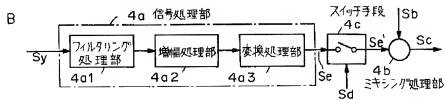
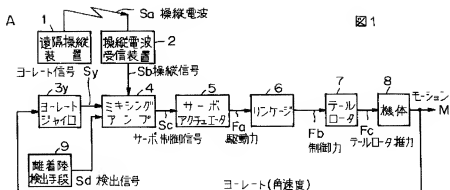
【図8】図7BのCPUの演算処理の一例を示すフローチャート。

【図9】図8Aのサーボ制御信号加算演算出力処理S₁の一例を示すフローチャート。

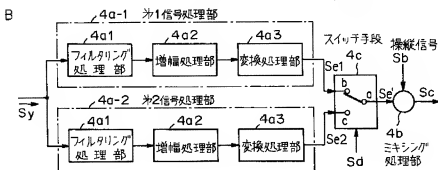
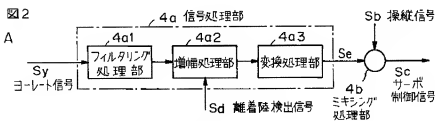
【図10】Aは従来の無人ヘリコプタの遠隔飛行制御システムのブロック図、BはAのミキシングアンプ4の一例を示すブロック図。

【図11】サイクリックピッチコントロールによりヘリコプタのメインロータのティップパスプレーンが水平に保持される状態を示す図。

【图 1】



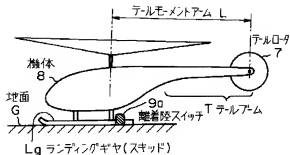
【图 2】



【图 3】

图 3

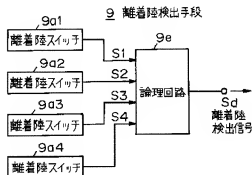
A



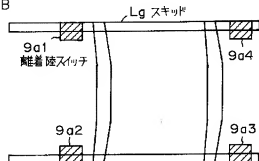
【図4】

图 4

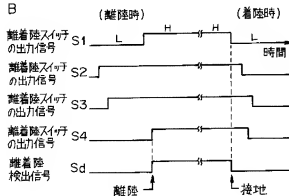
A



B

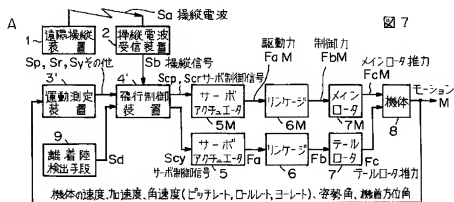


B



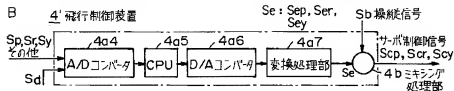
【图 7】

7



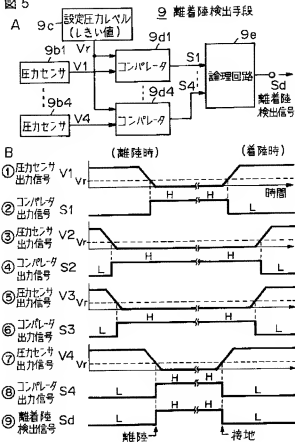
機体の速度、加速度、角速度(ピッチレート、ロールレート、ヨーレート)、姿勢角、機首方位角

11

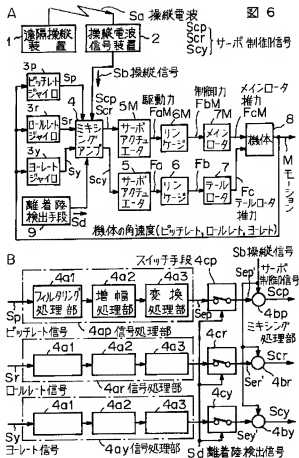


【図 6】

手段

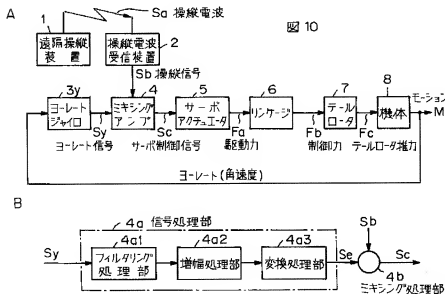


制往H信号



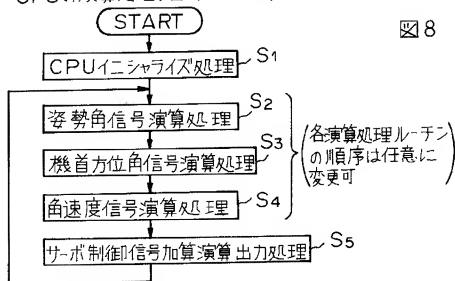
【图 10】

图 10



【図 8】

A CPUの演算処理フローチャート例(メインルーチン)

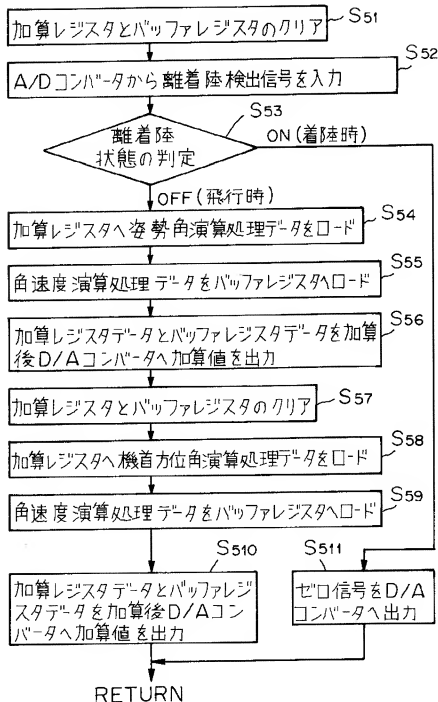


B 各サブルーチン演算処理フローチャートの一例



【図9】

図9 サーボ制御信号加算演算出力処理
サブルーチンS5 のフローチャートの一例



【図11】

図 11

